

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re the Application of

Inventors: J. MULLER, et al.

Application No.: New Patent Application

Filed: October 1, 2003

For: PROCESS AND DEVICE FOR AUTOMATICALLY CONTROLLING  
THE THRUST OF AT LEAST ONE ENGINE OF AN AIRCRAFT  
DURING A PHASE OF HORIZONTAL FLIGHT AT STABILIZED  
SPEED.

CLAIM FOR PRIORITY

Honorable Commissioner of  
Patents and Trademarks  
Washington, D.C. 20231

Sir:

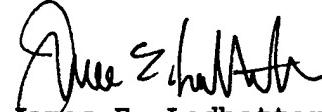
The benefit of the filing date of the following prior foreign application filed in the following foreign country is hereby requested for the above-identified application and the priority provided in 35 USC 119 is hereby claimed:

French Appln. No. 02 12174, filed October 2, 2002.

In support of this claim, a certified copy of said original foreign application is filed herewith.

It is requested that the file of this application be marked to indicate that the requirements of 35 USC 119 have been fulfilled and that the Patent and Trademark Office kindly acknowledge receipt of this document.

Respectfully submitted,



James E. Ledbetter  
Registration No. 28,732

Date: October 1, 2003

JEL/apg

Attorney Docket No. L7307.03160

STEVENS, DAVIS, MILLER & MOSHER, L.L.P.

1615 L Street, NW, Suite 850

P.O. Box 34387

Washington, DC 20043-4387

Telephone: (202) 785-0100

Facsimile: (202) 408-5200





# BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ - CERTIFICAT D'ADDITION

### COPIE OFFICIELLE

Le Directeur général de l'Institut national de la propriété industrielle certifie que le document ci-annexé est la copie certifiée conforme d'une demande de titre de propriété industrielle déposée à l'Institut.

Fait à Paris, le 11 SEP. 2003

Pour le Directeur général de l'Institut  
national de la propriété industrielle  
Le Chef du Département des brevets

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Martine PLANCHE', is enclosed within a decorative oval border.

Martine PLANCHE

INSTITUT  
NATIONAL DE  
LA PROPRIETE  
INDUSTRIELLE

SIEGE  
26 bis, rue de Saint Petersbourg  
75800 PARIS cedex 08  
Téléphone : 33 (0)1 53 04 53 04  
Télécopie : 33 (0)1 53 04 45 23  
[www.inpi.fr](http://www.inpi.fr)





INSTITUT  
NATIONAL DE  
LA PROPRIÉTÉ  
INDUSTRIELLE

26 bis, rue de Saint Pétersbourg  
75800 Paris Cedex 08  
Téléphone : 33 (1) 53 04 53 04 Télécopie : 33 (1) 42 94 86 54

1er dépôt

# BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI



N° 11354\*02

### REQUÊTE EN DÉLIVRANCE

page 1/2



DB 540 O W / 010801

REMISSÉ DES RÉGISTRES		Réserve à l'INPI
DATE	2 OCT 2002	
LIEU	75 INPI PARIS	
N° D'ENREGISTREMENT	0212174	
NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI		
DATE DE DÉPÔT ATTRIBUÉE PAR L'INPI	02 OCT. 2002	
Vérifications pour ce dossier (facultatif) AF-718		
Confirmation d'un dépôt par télécopie		
<b>2 NATURE DE LA DEMANDE</b> <input checked="" type="checkbox"/> Demande de brevet <input type="checkbox"/> Demande de certificat d'utilité <input type="checkbox"/> Demande divisionnaire <i>Demande de brevet initiale ou demande de certificat d'utilité initiale</i> <input type="checkbox"/> Transformation d'une demande de brevet européen <i>Demande de brevet initiale</i>		
<input type="checkbox"/> N° attribué par l'INPI à la télécopie <b>Cchez l'une des 4 cases suivantes</b>		
<input type="checkbox"/> N° Date <input type="text"/> <input type="checkbox"/> N° Date <input type="text"/> <input type="checkbox"/> N° Date <input type="text"/>		
<b>3 TITRE DE L'INVENTION</b> (200 caractères ou espaces maximum)  Procédé et dispositif pour commander automatiquement la poussée d'au moins un moteur d'un aéronef lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée		
<b>4 DECLARATION DE PRIORITÉ OU REQUÊTE DU BÉNÉFICE DE LA DATE DE DÉPÔT D'UNE DEMANDE ANTÉRIEURE FRANÇAISE</b>		
<input type="checkbox"/> Pays ou organisation Date <input type="text"/> N° <input type="checkbox"/> Pays ou organisation Date <input type="text"/> N° <input type="checkbox"/> Pays ou organisation Date <input type="text"/> N° <input type="checkbox"/> S'il y a d'autres priorités, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»		
<b>5 DEMANDEUR (Cchez l'une des 2 cases)</b>		
<input checked="" type="checkbox"/> Personne morale <input type="checkbox"/> Personne physique		
Nom ou dénomination sociale AIRBUS France		
Prénoms		
Forme juridique Société par Actions Simplifiée		
N° SIREN 3 9 3 3 4 1 5 3 2		
Code APE-NAF 3 5 3 B		
Domicile ou siège	Rue 316, Route de Bayonne	
	Code postal et ville 3 1 0 6 0 TOULOUSE	
	Pays FRANCE	
Nationalité française		
N° de téléphone (facultatif)		
Adresse électronique (facultatif)		
<input type="checkbox"/> S'il y a plus d'un demandeur, cochez la case et utilisez l'imprimé «Suite»		

Remplir impérativement la 2<sup>ème</sup> page

BREVET D'INVENTION  
CERTIFICAT D'UTILITÉ

REQUÊTE EN DÉLIVRANCE  
page 2/2

BR2

RÉGISTRE DES FICHESS 2002	
DATE	2. OCT. 2002
LIEU	75 INPI PARIS
N° D'ENREGISTREMENT	0212174
NATIONAL ATTRIBUÉ PAR L'INPI	

DB 540 O W / 010801

Vos références pour ce dossier : <i>( facultatif )</i>		AF-718
<b>6 MANDATAIRE (s'il y a lieu)</b>		
Nom		HAUER
Prénom		Bernard
Cabinet ou Société		CABINET BONNÉTAT
N° de pouvoir permanent et/ou de lien contractuel		
Adresse	Rue	29, Rue de Saint-Pétersbourg
	Code postal et ville	17 500 81 PARIS
	Pays	FRANCE
N° de téléphone <i>( facultatif )</i>		01 42 93 66 65
N° de télécopie <i>( facultatif )</i>		01 42 93 69 51
Adresse électronique <i>( facultatif )</i>		
<b>7 INVENTEUR (S)</b>		Les inventeurs sont nécessairement des personnes physiques
Les demandeurs et les inventeurs sont les mêmes personnes		<input type="checkbox"/> Oui <input checked="" type="checkbox"/> Non : Dans ce cas remplir le formulaire de Désignation d'inventeur(s)
<b>8 RAPPORT DE RECHERCHE</b>		Uniquement pour une demande de brevet (y compris division et transformation)
Établissement immédiat ou établissement différé		<input checked="" type="checkbox"/> <input type="checkbox"/>
Paiement échelonné de la redevance <i>(en deux versements)</i>		Uniquement pour les personnes physiques effectuant elles-mêmes leur propre dépôt
		<input type="checkbox"/> Oui <input type="checkbox"/> Non
<b>9 RÉDUCTION DU TAUX DES REDEVANCES</b>		Uniquement pour les personnes physiques <input type="checkbox"/> Requise pour la première fois pour cette invention (joindre un avis de non-imposition) <input type="checkbox"/> Obtenu antérieurement à ce dépôt pour cette invention (joindre une copie de la décision d'admission à l'assistance gratuite ou indiquer sa référence) : AG <input type="text"/>
Si vous avez utilisé l'imprimé « Suites », indiquez le nombre de pages jointes		
<b>10 SIGNATURE DU DEMANDEUR OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)</b>		<b>VISA DE LA PRÉFECTURE OU DE L'INPI</b>
Mandataire "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)		M. BLANCANEAUX

La présente invention concerne un procédé et un dispositif pour commander automatiquement la poussée d'au moins un moteur d'un aéronef lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée, en particulier lors d'une phase de vol en croisière d'un avion de transport.

5 Plus précisément, elle s'applique au cas où la poussée du ou des moteurs est commandée de façon automatique par un système usuel d'autopoussée ("autothrust" en anglais).

On sait que, dans ce cas, le système d'autopoussée régule automatiquement le régime des moteurs, de façon continue, en fonction de l'écart entre la vitesse mesurée de l'aéronef et la vitesse de consigne. Un 10 tel système d'autopoussée permet donc d'engendrer une vitesse stabilisée (sur la vitesse de consigne) de l'aéronef.

Toutefois, en raison de la génération d'une variation continue (ou permanente) du régime du ou des moteurs, qui est à l'origine d'une variation permanente des fréquences sonores émises par les moteurs (les fréquences sonores variant bien entendu avec le régime des moteurs), ce 15 système d'autopoussée présente donc l'inconvénient de faire varier de façon permanente le bruit émis par le ou les moteurs, ce qui réduit le confort acoustique, en particulier des passagers de l'aéronef. Or, sur un avion de transport notamment, le confort des passagers est essentiel 20 durant une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée telle qu'une phase de croisière, qui peut durer plusieurs heures.

La présente invention a pour objet de remédier à ces inconvénients. Elle concerne un procédé pour commander automatiquement la 25 poussée d'au moins un moteur d'un aéronef lors d'une phase de vol hori-

zontal à vitesse stabilisée, procédé qui permet d'améliorer le confort acoustique des passagers de l'aéronef.

A cet effet, selon l'invention, ledit procédé selon lequel on commande automatiquement la poussée du moteur en lui appliquant une valeur de commande qui correspond à la valeur d'un paramètre de commande prédéterminé et représentatif du régime dudit moteur, et selon lequel on réalise, automatiquement et de façon répétitive, la suite d'étapes suivante :

- a) on mesure une vitesse effective correspondant à la valeur effective de la vitesse de l'aéronef ;
- b) on détermine une vitesse de consigne correspondant à la vitesse de l'aéronef représentative de la valeur de commande obtenue à partir de la suite d'étapes précédente ;
- c) on calcule une première différence entre ladite vitesse effective et ladite vitesse de consigne ;
- d) on détermine, pour ledit paramètre de commande, un terme intermédiaire dépendant de ladite première différence, ledit terme intermédiaire permettant d'obtenir un terme correcteur ;
- e) on fait la somme dudit terme correcteur et d'un terme d'équilibre qui engendre un régime d'équilibre du moteur en l'absence de perturbations de manière à obtenir ladite valeur de commande ; et
- f) on applique la valeur de commande ainsi obtenue audit moteur, est remarquable en ce qu'à l'étape d) :
  - on calcule une seconde différence entre ledit terme intermédiaire de la présente suite d'étapes et le terme correcteur de la suite d'étapes précédente ;
  - on compare cette seconde différence à une valeur de seuil prédéterminée ; et

- on sélectionne comme terme correcteur pour la présente suite d'étapes, que l'on utilise notamment à ladite étape e) :
  - . ledit terme intermédiaire de la présente suite d'étapes, si ladite seconde différence est supérieure à ladite valeur de seuil ; et
  - . ledit terme correcteur de la suite d'étapes précédente, si ladite seconde différence est inférieure ou égale à ladite valeur de seuil.

Ainsi, tant que la seconde différence est inférieure ou égale à la valeur de seuil, on garde le même terme correcteur de sorte que la valeur de commande n'est pas modifiée (le terme d'équilibre relativement stable étant uniquement modifié lorsqu'il convient de faire varier le régime d'équilibre, c'est-à-dire généralement la vitesse de consigne). La valeur de commande (et ainsi la commande du régime ou de la poussée) est donc uniquement modifiée, lorsque ladite seconde différence (qui dépend de ladite première différence) dépasse ladite valeur de seuil, c'est-à-dire lorsque cela est nécessaire à l'asservissement de la vitesse compte tenu des écarts (première différence) entre la vitesse effective et la vitesse de consigne de l'aéronef. Par conséquent, grâce à la présente invention, le régime du moteur n'est pas régulé de façon continue (ou permanente), mais il est régulé de façon discrète. Il en résulte une amélioration très sensible du confort acoustique des passagers de l'aéronef, puisque les fréquences sonores des bruits émis par les moteurs ne sont plus modifiées en permanence.

De façon avantageuse, on filtre ledit terme correcteur sélectionné, avant de l'utiliser à l'étape e), ce qui permet de rendre moins brutale le cas échéant une modification du régime du moteur et donc d'améliorer davantage encore le confort acoustique des passagers.

Dans le cadre de la présente invention, ledit paramètre de commande prédéterminé est la vitesse de rotation N1 du moteur ou le

rapport de pressions moteur EPR ("Engine Pressure Ration" en anglais) dudit moteur.

Dans le premier cas (paramètre de commande : vitesse de rotation N1), ladite valeur de seuil est avantageusement égale à 0,5% de la valeur de consigne de la vitesse de rotation du moteur. Cette valeur de seuil, ainsi que la constante de temps du filtre pour filtrer le terme correcteur, peuvent être déterminées de façon empirique, notamment à l'aide d'études physiologiques effectuées sur des passagers de l'aéronef.

De plus, dans ledit premier cas, avantageusement, à l'étape d), on détermine ledit terme intermédiaire en faisant la somme :

- d'un premier terme qui est proportionnel à ladite première différence ; et
- d'un second terme qui :
  - correspond à l'intégration de ladite première différence si les conditions  $\alpha$  et  $\beta$  suivantes sont vérifiées :
    - 15      a) ladite première différence est supérieure à une valeur prédéterminée ; et
    - b) ladite vitesse effective ne diverge pas de ladite vitesse de consigne ; et
    - est égal à zéro, si au moins l'une des conditions  $\alpha$  et  $\beta$  précédentes 20      n'est pas vérifiée.

La présente invention concerne également une méthode de commande de la poussée d'au moins un moteur d'un aéronef lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée, ladite méthode comportant au moins un premier procédé de commande de la poussée de type usuel.

Selon l'invention, ladite méthode est remarquable en ce qu'elle comporte de plus un second procédé de commande de la poussée, en ce que ledit second procédé de commande correspond au procédé spécifié ci-dessus, en ce que l'on prend en compte les résultats dudit premier procédé de commande en fonctionnement normal, et en ce que l'on commute

automatiquement dans ledit second procédé de commande pour prendre en compte les résultats de ce dernier lorsqu'au moins l'une d'une pluralité de conditions prédéterminées est vérifiée.

Avantageusement, lesdites conditions prédéterminées comprennent au moins les conditions suivantes :

- la vitesse effective de l'aéronef est stabilisée, en étant à une valeur prédéterminée près, égale à la vitesse de consigne ;
- les conditions de calcul dudit terme d'équilibre sont valides ;
- une fonction d'autopoussée de l'aéronef est enclenchée en mode de maintien de vitesse ; et
- un pilote automatique de l'aéronef est actif en mode de maintien d'altitude.

La présente invention concerne également un dispositif pour commander automatiquement la poussée d'au moins un moteur d'un aéronef, lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée.

Selon l'invention, ledit dispositif du type comportant :

- des moyens pour mesurer une vitesse effective correspondant à la valeur effective de la vitesse de l'aéronef ;
- des moyens pour déterminer une vitesse de consigne correspondant à la vitesse de l'aéronef représentative d'une valeur de commande ;
- des moyens pour calculer une première différence entre ladite vitesse effective et ladite vitesse de consigne ;
- des moyens pour déterminer, pour un paramètre de commande, un terme intermédiaire dépendant de ladite première différence, ledit terme intermédiaire permettant d'obtenir un terme correcteur ;
- des moyens pour faire la somme dudit terme correcteur et d'un terme d'équilibre qui engendre un régime d'équilibre du moteur en l'absence de perturbations de manière à obtenir une valeur de commande ; et

- des moyens pour appliquer la valeur de commande ainsi obtenue audit moteur,

est remarquable en ce qu'il comporte de plus :

- des moyens pour calculer une seconde différence entre ledit terme intermédiaire et un terme correcteur enregistré précédemment ;
- des moyens pour comparer cette seconde différence à une valeur de seuil prédéterminée ;
- des moyens pour sélectionner comme terme correcteur :
  - ledit terme intermédiaire, si ladite seconde différence est supérieure à ladite valeur de seuil ; et
  - ledit terme correcteur enregistré précédemment, si ladite seconde différence est inférieure ou égale à ladite valeur de seuil ; et
- des moyens pour enregistrer le terme correcteur sélectionné.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 est le schéma synoptique d'un dispositif conforme à l'invention.

La figure 2 montre schématiquement un premier mode de réalisation d'une unité de calcul d'un dispositif conforme à l'invention.

La figure 3 montre schématiquement un second mode de réalisation d'une unité de calcul d'un dispositif conforme à l'invention.

Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est un dispositif d'autopoussée et est destiné à commander automatiquement la poussée d'au moins un moteur 2 d'un aéronef, en particulier d'un avion de transport, lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée, en particulier lors d'une phase de vol en croisière pour un avion de transport.

Ce dispositif 1 comporte :

- une unité de calcul 3A, 3B pour déterminer automatiquement une valeur de commande du régime du ou des moteurs 2 de l'aéronef ; et
- des moyens usuels 4 de régulation du moteur, qui sont reliés par une liaison 5A, 5B à l'unité de calcul 3A, 3B, et qui appliquent automatiquement audit moteur 2 les valeurs de commande déterminées par la dite unité de calcul 3A, 3B, comme illustré schématiquement par une liaison en traits mixtes 6 sur la figure 1.

On sait que, selon le fabricant de moteurs, la commande du régime d'un moteur 2 est exprimée :

- soit sous la forme d'un paramètre (de commande) N1 qui représente la vitesse de rotation du moteur 2 ;
- soit sous la forme d'un paramètre (de commande) EPR ("Engine Pressure Ratio" en anglais) qui représente le rapport de pressions moteur dudit moteur 2.

Ces deux paramètres N1 et EPR, lorsqu'ils sont utilisés comme valeur de commande du moteur 2, permettent de faire varier sa poussée. Il n'existe donc aucune différence fondamentale entre ces paramètres N1 et EPR lorsque l'on considère la commande de la poussée du moteur 2. Par conséquent, la solution conforme à l'invention et présentée ci-après sur la base du paramètre N1 s'applique également au paramètre EPR.

Toutefois, selon l'invention, de façon générale, quel que soit le paramètre N1 ou EPR considéré, le dispositif 1 réalise de façon automatique et répétitive la suite d'étapes a) à f) suivante :

- a) il mesure une vitesse effective Vc correspondant à la valeur effective de la vitesse de l'aéronef ;
- b) il détermine une vitesse de consigne Vctgt correspondant à la vitesse de l'aéronef, représentative de la valeur de commande obtenue à partir de la suite d'étapes a) à f) précédente [c'est-à-dire réalisée précédemment (antérieurement) par rapport à la présente suite d'étapes] ;

- c) il calcule une première différence entre ladite vitesse effective  $V_c$  et ladite vitesse de consigne  $V_{ctgt}$  ;
- d) il détermine, pour ledit paramètre de commande N1 ou EPR considéré, un terme intermédiaire dépendant de ladite première différence, ledit 5 terme intermédiaire permettant d'obtenir un terme correcteur ;
- e) il fait la somme dudit terme correcteur et d'un terme d'équilibre qui engendre un régime d'équilibre du moteur 2 en l'absence de perturbations de manière à obtenir ladite valeur de commande, lesdites étapes a) à e) étant mises en œuvre par l'unité de calcul 3A, 3B ; et
- 10 f) il applique, à l'aide des moyens 4, la valeur de commande ainsi obtenue audit moteur 2.

Selon l'invention, à ladite étape d), ledit dispositif 1 :

- calcule une seconde différence entre ledit terme intermédiaire de la présente suite d'étapes et le terme correcteur de la suite d'étapes précédente ;
  - compare cette seconde différence à une valeur de seuil  $S$  prédéterminée ; et
  - sélectionne comme terme correcteur pour la présente suite d'étapes, qu'il utilise notamment à ladite étape e) :
    - . ledit terme intermédiaire de la présente suite d'étapes, si ladite seconde différence est supérieure à ladite valeur de seuil  $S$  ; et
    - . ledit terme correcteur de la suite d'étapes précédente, si ladite seconde différence est inférieure ou égale à ladite valeur de seuil  $S$ .
- 20

Ainsi, tant que la seconde différence est inférieure ou égale à la valeur de seuil  $S$ , on garde le même terme correcteur de sorte que la valeur de commande n'est pas modifiée (le terme d'équilibre relativement stable étant uniquement modifié lorsqu'il convient de faire varier le régime d'équilibre, c'est-à-dire généralement la vitesse de consigne). La valeur de commande (et ainsi la commande du régime ou de la poussée) est donc

uniquement modifiée, lorsque ladite seconde différence (qui dépend de ladite première différence) dépasse ladite valeur de seuil S, c'est-à-dire lorsque cela est nécessaire à l'asservissement de la vitesse compte tenu des écarts (première différence) entre la vitesse effective  $V_c$  et la vitesse de consigne  $V_{ctgt}$  de l'aéronef. Par conséquent, grâce à la présente invention, le régime du ou des moteurs 2 n'est pas régulé de façon continue (ou permanente), mais il est régulé de façon discrète. Il en résulte une amélioration très sensible du confort acoustique des passagers de l'aéronef, puisque les fréquences sonores des bruits émis par le ou les moteurs 2 ne sont plus modifiées en permanence.

Dans un premier mode de réalisation représenté sur la figure 2, l'unité de calcul 3A comporte un ensemble de calcul 7 comprenant :

- une première unité 8 pour déterminer de façon usuelle, comme précisé ci-dessous, un terme d'équilibre  $N_{1eq}$  (consigne d'équilibre) qui correspond au régime moteur d'équilibre, en l'absence de perturbation des conditions de vol ;
- une seconde unité 9 pour déterminer un terme correcteur  $\Delta N_{1f}$ , comme précisé ci-dessous ; et
- un sommateur 10 qui est relié par des liaisons 11 et 12 respectivement auxdites première et seconde unités 8 et 9 et qui fait la somme dudit terme d'équilibre  $N_{1eq}$  et dudit terme correcteur  $\Delta N_{1f}$  de manière à obtenir une valeur de commande  $N_{1tgt}$  qui est transmise aux moyens 4 par la liaison 5A (moyens 4 qui appliquent donc cette valeur de commande  $N_{1tgt}$  au moteur 2).

Comme on peut le voir sur la figure 2, la seconde unité 9 comprend un moyen de calcul 13 qui calcule la différence  $\Delta V_c$  entre :

- la vitesse de consigne  $V_{ctgt}$  de l'aéronef, qui est reçue d'un moyen usuel 14 ; et

- la vitesse effective  $V_c$  de l'aéronef qui est mesurée par un capteur usuel 15, et qui est éventuellement filtrée.

Ladite différence  $\Delta V_c$  issu du moyen de calcul 13 est transmise à un moyen de calcul 16, qui la filtre, par exemple avec une constante de temps de cinq secondes, de manière à obtenir une différence filtrée  $DV_c$ .

5 Ladite seconde unité 9 comporte, de plus, un sommateur 17 qui calcule un terme intermédiaire  $\Delta N_1$  en faisant la somme :

- d'un premier terme calculé par un moyen de calcul 18 qui, à cet effet, multiplie ladite différence filtrée  $DV_c$  par un coefficient  $K_F$  prédéterminé ; et
- d'un second terme qui :
  - correspond à l'intégration (par un moyen de calcul 19) du produit (réalisé par un moyen de calcul 20) de ladite différence  $DV_c$  et d'un gain prédéterminé, lorsque des conditions particulières précisées ci-dessous relatives à la vitesse  $V_c$  sont remplies ; ou
  - est égal à zéro (la valeur "zéro" étant issue d'une mémoire 21), lorsque ces conditions particulières ne sont pas remplies.

Selon l'invention, ces conditions particulières correspondent aux conditions suivantes :

- la différence  $DV_c$  est supérieure à une valeur prédéterminée, par exemple 0,5 nœuds ; et
- la vitesse effective  $V_c$  ne diverge pas de la vitesse de consigne  $V_{cgt}$ .

Pour ce faire, un commutateur 22 qui est commandé par un moyen de commande 23 comportant lesdites conditions particulières, est monté entre, d'une part, les sorties du moyen de calcul 16 et de la mémoire 21 et, d'autre part, l'entrée du moyen de calcul 20.

Selon l'invention, ladite seconde unité 9 comporte, de plus, un sous-système 24 qui comprend :

- un moyen de calcul 25 pour calculer une seconde différence  $\Delta 2$  entre ledit terme intermédiaire  $\Delta N1$  et un terme correcteur  $\Delta N1mem$  enregistré précédemment ;
- un comparateur 26 pour comparer cette seconde différence  $\Delta 2$  à une valeur de seuil  $S$  pré-déterminée ;
- un moyen de sélection 27 pour sélectionner comme terme correcteur  $\Delta N1f$  :
  - . ledit terme intermédiaire  $\Delta N1$ , si ladite seconde différence  $\Delta 2$  est supérieure à ladite valeur de seuil  $S$  ; et
  - . ledit terme correcteur  $\Delta N1mem$  enregistré précédemment, si ladite seconde différence  $\Delta 2$  est inférieure ou égale à ladite valeur de seuil  $S$ ,

lesdits moyens de sélection 27 transmettant le terme correcteur  $\Delta N1f$  ainsi sélectionné au sommateur 10, de préférence après filtrage par un moyen de filtrage 28 ; et

- une mémoire 29 pour enregistrer le terme correcteur sélectionné, dont la valeur sera utilisée ultérieurement par le comparateur 25.

Ces caractéristiques permettent, avantageusement, de maintenir  $\Delta N1mem$  stable tant que sa valeur reste proche (écart inférieur à la valeur de seuil  $S$ ) de la valeur  $\Delta N1$  qui permettrait de réaliser l'asservissement de la vitesse  $Vc$  sur la consigne  $Vctgt$ . Ainsi, le régime du ou des moteurs 2 n'est pas modifié de façon continue, mais seulement lorsque cela est nécessaire à l'asservissement de la vitesse compte tenu des écarts admis entre celle-ci et sa consigne. Il en résulte une amélioration du confort acoustique des passagers.

Selon un mode de réalisation préféré de l'invention, la valeur de seuil  $S$  est sensiblement égale à 0,5% de la valeur de consigne  $N1cons$  de la vitesse de rotation  $N1$  du moteur 2. Cette valeur  $N1cons$  est déterminée

de façon empirique, en particulier à l'aide d'études physiologiques effectuées sur des passagers.

Selon un autre mode de réalisation préféré de l'invention, le moyen de filtrage 28 qui présente une constante de temps  $\tau$  est destiné à adoucir les variations du régime moteur lors d'évolutions en palier de  $\Delta N_{1\text{mem}}$ , ce qui améliore également le confort acoustique des passagers. De façon préférentielle, la constante de temps  $\tau$  est égale à cinq secondes. Cette valeur est également déterminée de façon empirique au moyen d'études physiologiques effectuées sur des passagers.

On notera par ailleurs que le terme d'équilibre  $N_{1\text{eq}}$  peut être calculé de façon usuelle à partir de lois connues qui sont intégrées dans la première unité 8.

A titre d'illustration, ce terme d'équilibre  $N_{1\text{eq}}$  peut être calculé à partir des équations suivantes :

$$15 \quad N_{1\text{eq}} = N_{1R} * \sqrt{Tt / 288,15}$$

avec 
$$\begin{cases} N_{1R} = f_1(FNR, M) \\ FNR = Fn * 101325 / Pt \\ Fn = m * g * (\sin \gamma + (Cx / Cz) * \cos \gamma) \end{cases}$$

et 
$$\begin{cases} Cx = f(Cz^2, M) \\ Cz = (m * g * \cos \gamma) / (0.7 * Ps * Sr * M^2) \end{cases}$$

dans lesquelles on utilise les paramètres suivants :

- $Fn$  : la poussée du moteur 2 (N) ;
- $m$  : la masse de l'aéronef (kg) ;
- $g$  : l'accélération de la pesanteur ( $\approx 9,81 \text{ m/s}^2$ ) ;
- $\gamma$  : la pente de l'aéronef (rd) ;
- $M$  : le nombre de Mach ;
- $Ps$  : la pression statique (Pa) ;
- $Sr$  : une surface de référence ( $\text{m}^2$ ) ;

- $C_x$  : le coefficient de traînée ;
- $C_z$  : le coefficient de portance ;
- $T_t$  : la température totale (degrés Kelvin) ; et
- $P_t$  : la pression totale (Pa).

5 On notera en outre que, dans le cas du paramètre EPR, il n'existe pas de valeur réduite telle que la valeur N1R. On calcule donc directement, de façon connue, le terme d'équilibre EPReq en fonction de FNR et de M :  $EPReq = f_2(FNR, M)$ .

10 Dans un autre mode de réalisation 3B représenté sur la figure 3 et correspondant à une application du mode de réalisation 3A, le dispositif 1 comporte, en plus de l'ensemble de calcul 7 décrit précédemment :

- un ensemble de calcul 30 qui met en œuvre un procédé usuel de commande de la poussée, tel qu'il existe un sur un système connu d'autopoussée ;
- un moyen de commutation 31, dont l'entrée est reliée aux sorties (par des liaisons 5A et 32) desdits ensembles de calcul 7 et 30, et qui permet de commuter entre lesdits deux ensembles de calcul 7 et 32 pour transmettre à sa sortie (par la liaison 5B qui est reliée aux moyens 4 de la figure 1) soit la valeur fournie par l'ensemble de calcul 7, soit la valeur fournie par l'ensemble de calcul 30 ; et
- une unité de commande 33 qui commande automatiquement ledit commutateur 31, comme illustré par une liaison en traits mixtes 34, en fonction de conditions prédéterminées.

25 Selon l'invention, le dispositif 1 prend en compte les résultats dudit procédé de commande usuel (mis en œuvre par l'ensemble de calcul 30) en fonctionnement normal, et il commute automatiquement dans ledit procédé de commande conforme à l'invention (ensemble de calcul 7) pour prendre en compte les résultats de ce dernier lorsqu'au moins l'une d'une pluralité de conditions prédéterminées est vérifiée.

Dans un mode de réalisation préféré, lesdites conditions prédéterminées comprennent au moins les conditions suivantes :

- la vitesse effective  $V_c$  est stabilisée, en étant à une valeur prédéterminée près, égale à la vitesse de consigne  $V_{ctgt}$  ;
- 5 - les conditions de calcul dudit terme d'équilibre  $N1eq$  sont valides ;
- une fonction d'autopoussée de l'aéronef est enclenchée en mode de maintien de vitesse ; et
- un pilote automatique de l'aéronef est actif en mode de maintien d'altitude.

REVENDICATIONS

1. Procédé de commande automatique de la poussée d'au moins un moteur (2) d'un aéronef lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée, procédé selon lequel on commande la poussée du moteur (2) en

5 lui appliquant une valeur de commande qui correspond à la valeur d'un paramètre de commande prédéterminé et représentatif du régime dudit moteur (2), et selon lequel on réalise, automatiquement et de façon répétitive, la suite d'étapes suivante :

a) on mesure une vitesse effective correspondant à la valeur effective de  
10 la vitesse de l'aéronef ;

b) on détermine une vitesse de consigne correspondant à la vitesse de l'aéronef, représentative de la valeur de commande obtenue à partir de la suite d'étapes précédente ;

c) on calcule une première différence entre ladite vitesse effective et ladite vitesse de consigne ;  
15

d) on détermine, pour ledit paramètre de commande, un terme intermédiaire dépendant de ladite première différence, ledit terme intermédiaire permettant d'obtenir un terme correcteur ;

e) on fait la somme dudit terme correcteur et d'un terme d'équilibre qui engendre un régime d'équilibre du moteur (2) en l'absence de perturbations de manière à obtenir ladite valeur de commande ; et  
20

f) on applique la valeur de commande ainsi obtenue audit moteur, caractérisé en ce qu'à l'étape d) :

– on calcule une seconde différence entre ledit terme intermédiaire de la présente suite d'étapes et le terme correcteur de la suite d'étapes précédente ;  
25

– on compare cette seconde différence à une valeur de seuil prédéterminée ; et

– on sélectionne comme terme correcteur pour la présente suite d'étapes, que l'on utilise notamment à ladite étape e) :

- ledit terme intermédiaire de la présente suite d'étapes, si ladite seconde différence est supérieure à ladite valeur de seuil ; et
- ledit terme correcteur de la suite d'étapes précédente, si ladite seconde différence est inférieure ou égale à ladite valeur de seuil.

5

2. Procédé selon la revendication 1,

caractérisé en ce que l'on filtre ledit terme correcteur sélectionné, avant de l'utiliser à l'étape e).

10

3. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce que ledit paramètre de commande prédéterminé est la vitesse de rotation du moteur (2).

15

4. Procédé selon la revendication 3,

caractérisé en ce que ladite valeur de seuil est égale à 0,5% de la valeur de consigne de la vitesse de rotation du moteur (2).

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 3 et 4,

caractérisé en ce qu'à l'étape d), on détermine ledit terme intermédiaire en faisant la somme :

- d'un premier terme qui est proportionnel à ladite première différence ; et
- d'un second terme qui :

- correspond à l'intégration de ladite première différence, si ladite première différence est supérieure à une valeur prédéterminée et si ladite vitesse effective ne diverge pas de ladite vitesse de consigne ; et
- est égal à zéro, si au moins l'une des conditions précédentes n'est pas vérifiée.

20

6. Procédé selon l'une des revendications 1 et 2,

caractérisé en ce que ledit paramètre de commande prédéterminé est le rapport de pressions moteur dudit moteur (2).

25

7. Méthode de commande de la poussée d'au moins un moteur (2) d'un aéronef lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée, ladite méthode comportant au moins un premier procédé de commande de la poussée,

5 caractérisée en ce qu'elle comporte de plus un second procédé de commande de la poussée, en ce que ledit second procédé de commande correspond au procédé spécifié sous l'une quelconque des revendications 1 à 6, en ce que l'on prend en compte les résultats dudit premier procédé de commande en fonctionnement normal, et en ce que l'on commute 10 automatiquement dans ledit second procédé de commande pour prendre en compte les résultats de ce dernier lorsqu'au moins l'une d'une pluralité de conditions prédéterminées est vérifiée.

8. Méthode selon la revendication 7,  
caractérisée en ce que lesdites conditions prédéterminées comprennent au 15 moins les conditions suivantes :

- la vitesse effective est stabilisée, en étant à une valeur prédéterminée près, égale à la vitesse de consigne ;
- les conditions de calcul dudit terme d'équilibre sont valides ;
- une fonction d'autopoussée de l'aéronef est enclenchée en mode de 20 maintien de vitesse ; et
- un pilote automatique de l'aéronef est actif en mode de maintien d'altitude.

9. Dispositif pour commander la poussée d'au moins un moteur (2) d'un aéronef lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée, ledit dispositif (1) comportant :

- des moyens (15) pour mesurer une vitesse effective correspondant à la valeur effective de la vitesse de l'aéronef ;

- des moyens (14) pour déterminer une vitesse de consigne correspondant à la vitesse de l'aéronef représentative d'une valeur de commande ;
  - des moyens (13) pour calculer une première différence entre ladite vitesse effective et ladite vitesse de consigne ;
  - des moyens (16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23) pour déterminer, pour un paramètre de commande, un terme intermédiaire dépendant de ladite première différence, ledit terme intermédiaire permettant d'obtenir un terme correcteur ;
- 10 - des moyens (10) pour faire la somme dudit terme correcteur et d'un terme d'équilibre qui engendre un régime d'équilibre du moteur (2) en l'absence de perturbations de manière à obtenir une valeur de commande ; et
- 15 - des moyens (4) pour appliquer la valeur de commande ainsi obtenue au moteur (2),

caractérisé en ce qu'il comporte de plus :

- des moyens (25) pour calculer une seconde différence entre ledit terme intermédiaire et un terme correcteur enregistré précédemment ;
- des moyens (26) pour comparer cette seconde différence à une valeur de seuil prédéterminée ;
- des moyens (27) pour sélectionner comme terme correcteur :
  - . ledit terme intermédiaire, si ladite seconde différence est supérieure à ladite valeur de seuil ; et
  - . ledit terme correcteur enregistré précédemment, si ladite seconde différence est inférieure ou égale à ladite valeur de seuil ; et
- des moyens (29) pour enregistrer le terme correcteur sélectionné.

1/2

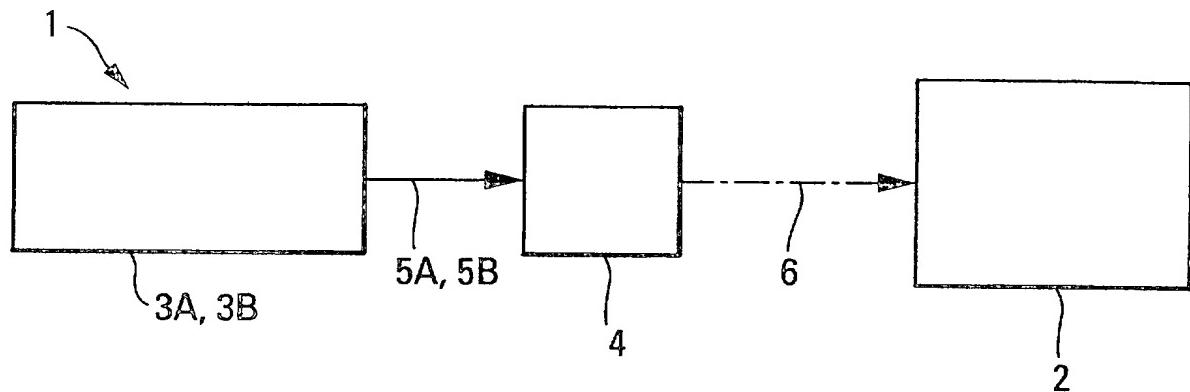


Fig. 1

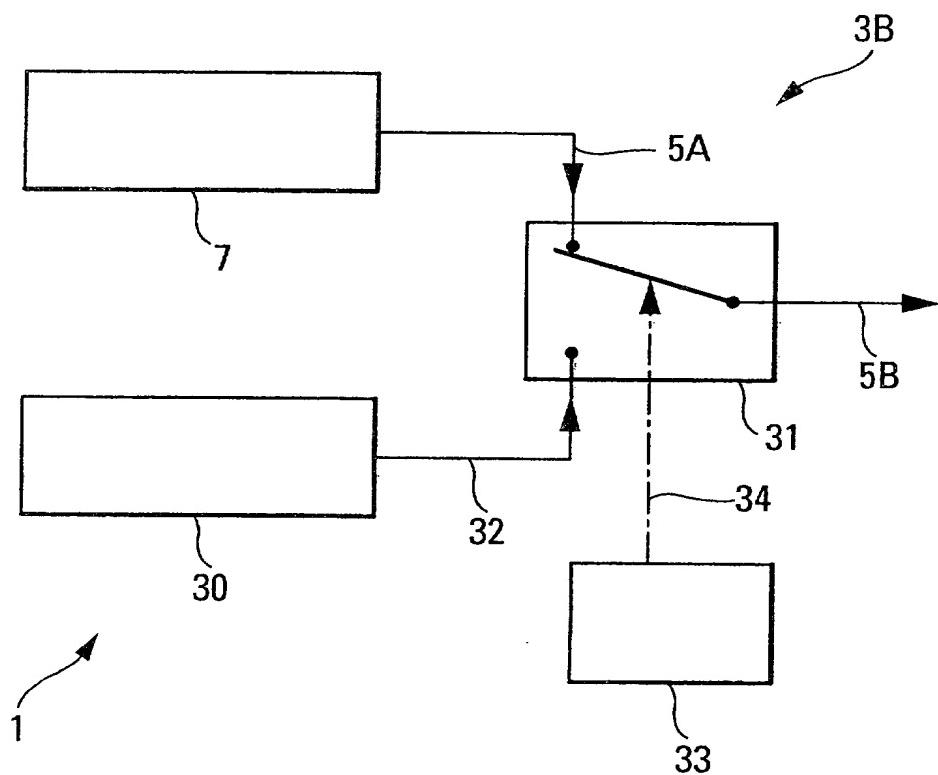


Fig. 3

2/2

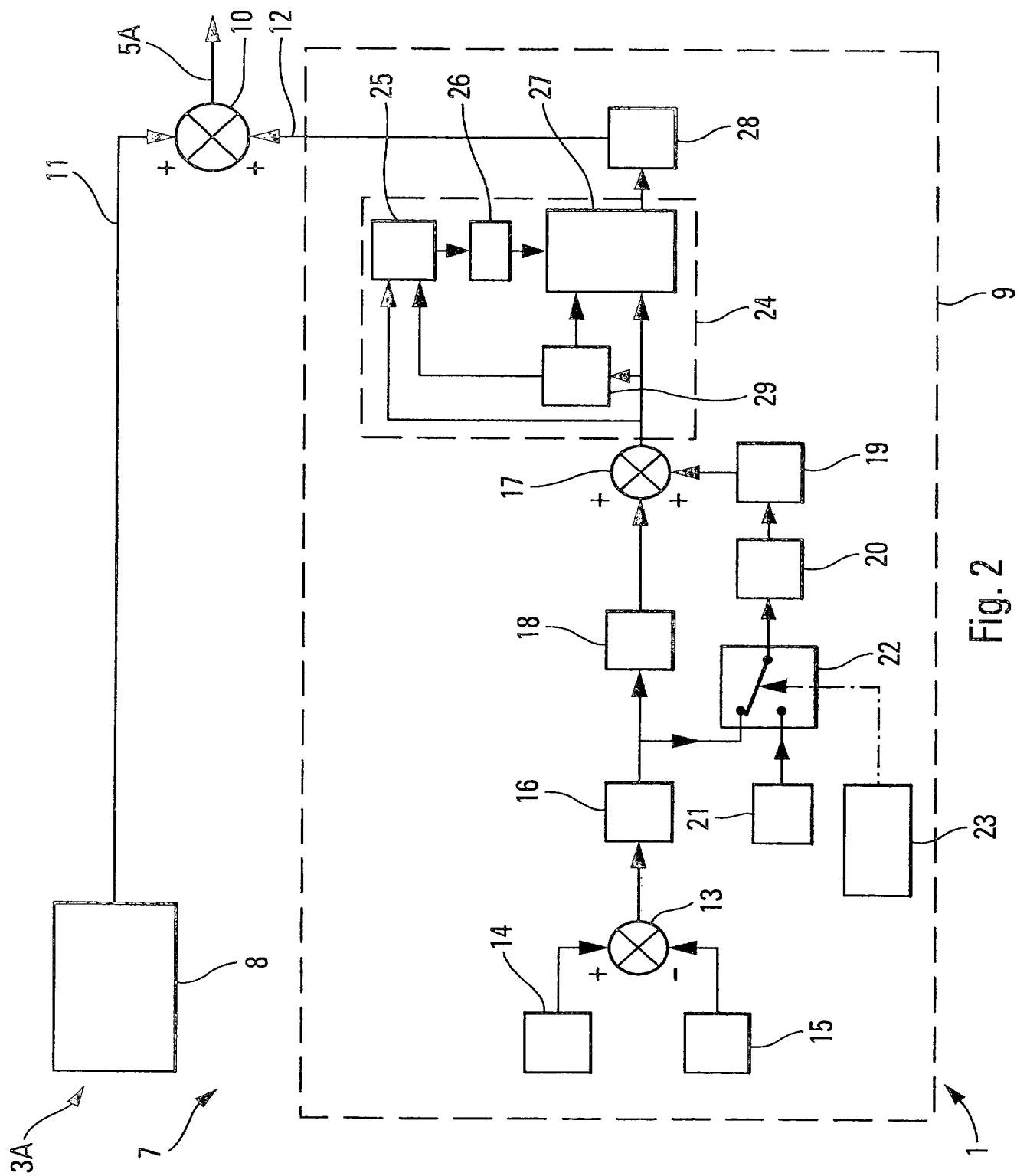


Fig. 2

23



## BREVET D'INVENTION

## CERTIFICAT D'UTILITÉ

Code de la propriété intellectuelle - Livre VI

  
N° 11235\*02

## DÉPARTEMENT DES BREVETS

26 bis, rue de Saint Pétersbourg  
75800 Paris Cedex 08  
Téléphone : 01 53 04 53 04 Télécopie : 01 42 93 59 30

DÉSIGNATION D'INVENTEUR(S) Page N° J... / J...

(Si le demandeur n'est pas l'inventeur ou l'unique inventeur)

Cet imprimé est à remplir lisiblement à l'encre noire

DB 113 W / 260899

Vos références pour ce dossier <i>( facultatif )</i>	AF-718
N° D'ENREGISTREMENT NATIONAL	0212 174
TITRE DE L'INVENTION (200 caractères ou espaces maximum)	
Procédé et dispositif pour commander automatiquement la poussée d'au moins un moteur d'un aéronef lors d'une phase de vol horizontal à vitesse stabilisée.	
LE(S) DEMANDEUR(S) :	
AIRBUS France	
DESIGNE(NT) EN TANT QU'INVENTEUR(S) : (Indiquez en haut à droite «Page N° 1/1» S'il y a plus de trois inventeurs, utilisez un formulaire identique et numérotez chaque page en indiquant le nombre total de pages).	
Nom MULLER	
Prénoms Jean	
Adresse	Rue 311, Avenue de Lardenne Bât. Bach
	Code postal et ville 31170 TOURNEFEUILLE
Société d'appartenance <i>( facultatif )</i>	
Nom GRAVES	
Prénoms Didier	
Adresse	Rue 6, Rue de l'Aigue Marine
	Code postal et ville 31820 PIBRAC
Société d'appartenance <i>( facultatif )</i>	
Nom	
Prénoms	
Adresse	Rue
	Code postal et ville
Société d'appartenance <i>( facultatif )</i>	
DATE ET SIGNATURE(S) DU (DES) DEMANDEUR(S) OU DU MANDATAIRE (Nom et qualité du signataire)	
le 2 octobre 2002 MANDATAIRE "CPI brevet" : Bernard HAUER 98-0504 (B)	

*B. Hauer*

